



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115916645 A

(43) 申请公布日 2023.04.04

(21) 申请号 202180041497.X

(22) 申请日 2021.05.13

(30) 优先权数据

63/024,693 2020.05.14 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2022.12.09

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2021/032258 2021.05.13

(87) PCT国际申请的公布数据

W02021/242535 EN 2021.12.02

(71) 申请人 翼动力股份有限公司

地址 美国加利福尼亚

(72) 发明人 V·彼得罗夫

(74) 专利代理机构 中国贸促会专利商标事务所
有限公司 11038

专利代理师 张荣海

(51) Int.Cl.

B64C 29/00 (2006.01)

B64C 29/02 (2006.01)

B64C 27/26 (2006.01)

B64C 3/56 (2006.01)

B64C 27/28 (2006.01)

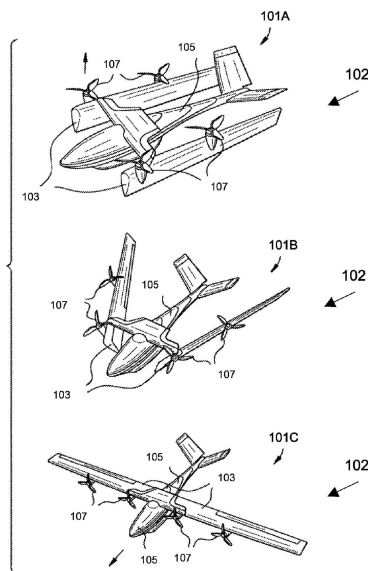
权利要求书10页 说明书21页 附图10页

(54) 发明名称

带有垂直起飞和着陆能力的航空器的控制

(57) 摘要

提供了用于自主控制具有垂直起飞和着陆能力和折叠机翼的航空器的计算机实现的方法,包括:控制航空器的多个推力产生组件,以在所述航空器的机翼处于第一折叠构型时使所述航空器垂直上升,其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;基于所述航空器的机翼处于第一折叠构型设定马达控制器增益;以及当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,使所述航空器与气流方向对准;以及控制航空器的推力产生组件和控制表面以及内部接合机构,以使航空器从折叠翼构型转变成展开翼构型。还提供了系统和计算机程序产品。



1. 一种自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机实现的方法,包括:

通过至少一个处理器控制航空器的多个推力产生组件,以在所述航空器的机翼处于第一折叠构型时使所述航空器垂直上升,其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;

通过至少一个处理器基于所述航空器的机翼处于第一折叠构型设定马达控制器增益;以及

当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,通过所述至少一个处理器使所述航空器与气流方向对准。

2. 根据权利要求1所述的计算机实现的方法,其中,所述航空器的所述多个推力产生组件中的第一推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第一机翼,并且所述航空器的所述多个推力产生组件中的第二推力产生组件附接至所述航空器的所述机翼中的第二机翼,并且其中,当所述航空器的所述机翼处于第一折叠取向时,第一推力产生组件和第二推力产生组件被定向为在垂直向上的方向上产生推力。

3. 根据权利要求1所述的计算机实现的方法,还包括:

当所述航空器的机翼处于第一折叠构型并且所述航空器在飞行中时,确定所述航空器与气流方向对准。

4. 根据权利要求1所述的计算机实现的方法,还包括:

在向所述航空器的所述多个推力产生组件提供动力以使所述航空器垂直上升之前确定所述航空器的重心。

5. 根据权利要求1所述的计算机实现的方法,还包括:

确定所述航空器已经达到目标高度;

确定所述航空器的取向对应于预定取向;以及

基于所述航空器的空速从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

6. 根据权利要求1所述的计算机实现的方法,还包括:

确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

7. 根据权利要求1所述的计算机实现的方法,还包括:

确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向,向所述航空器的所述多个推力产生组件中的一个推力产生组件提供动力,以使所述航空器的取向改变。

8. 一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的系统,包括:

至少一个处理器,其被编程或配置为:

控制航空器的多个推力产生组件,以在所述航空器的机翼处于第一折叠构型时使所述航空器垂直上升,其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;

基于所述航空器的机翼处于第一折叠构型设定马达控制器增益;以及

当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,使所述航空器与气流方向对准。

9. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述航空器的所述多个推力产生组件中的第一推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第一机翼,并且所述航空器的所述多个推力产生组件中的第二推力产生组件附接至所述航空器的所述机翼中的第二机翼,并且其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠取向时,第一推力产生组件和第二推力产生组件被定向为在垂直向上的方向上产生推力。

10. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

当所述航空器的机翼处于第一折叠构型并且所述航空器在飞行中时,确定所述航空器与气流方向对准。

11. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

在向所述航空器的所述多个推力产生组件提供动力以使所述航空器垂直上升之前确定所述航空器的重心。

12. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

确定所述航空器已经达到目标高度;

确定所述航空器的取向对应于预定取向;以及

基于所述航空器的空速从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

13. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

14. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向,向所述航空器的所述多个推力产生组件中的一个推力产生组件提供动力,以使所述航空器的取向改变。

15. 一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机程序产品,包括一个或多个指令,所述一个或多个指令在由至少一个处理器执行时使得所述至少一个处理器:

控制航空器的多个推力产生组件,以在所述航空器的机翼处于第一折叠构型时使所述航空器垂直上升,其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;

基于所述航空器的机翼处于第一折叠构型设定马达控制器增益;以及

当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,使所述航空器与气流方向对准。

16. 如权利要求15所述的计算机程序产品,其中,所述航空器的所述多个推力产生组件中的第一推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第一机翼,并且所述航空器的所述多个推力产生组件中的第二推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第二机翼,并且其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠取向时,第一推力产生组件和第二推力产生组件被定向为在垂直向上的方向上产生推力。

17. 根据权利要求15所述的计算机程序产品,其中,所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

当所述航空器的机翼处于第一折叠构型并且所述航空器在飞行中时,确定所述航空器

与气流方向对准。

18. 根据权利要求15所述的计算机程序产品, 其中, 所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

在向所述航空器的所述多个推力产生组件提供动力以使所述航空器垂直上升之前确定所述航空器的重心。

19. 根据权利要求15所述的计算机程序产品, 其中, 所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

确定所述航空器已经达到目标高度;

确定所述航空器的取向对应于预定取向; 以及

基于所述航空器的空速从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

20. 根据权利要求15所述的计算机程序产品, 其中, 所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

确定所述航空器的取向是否对应于预定取向; 以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

21. 根据权利要求15所述的计算机程序产品, 其中, 所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

确定所述航空器的取向是否对应于预定取向; 以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向, 向所述航空器的所述多个推力产生组件中的一个推力产生组件提供动力, 以使所述航空器的取向改变。

22. 一种自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机实现的方法, 包括:

通过至少一个处理器确定航空器已经达到目标高度;

通过至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角, 其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时, 每个机翼的前缘沿垂直方向定向; 以及

通过至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于预定折叠角。

23. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 还包括:

基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于所述预定折叠角来调整所述航空器的飞行控制表面。

24. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 其中, 从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。

25. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 还包括:

基于所述航空器的机翼的第一折叠角来设定马达控制器增益。

26. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 其中, 确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角包括:

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于第二折叠构型, 其中第二折叠构型包括具有作为在第一折叠构型与展开构型之间的中途的折叠角的机翼。

27. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 其中, 从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:

基于所述航空器的空速以第一转变速度从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

28. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 还包括:

在确定所述航空器已经达到所述目标高度之后, 确定所述航空器的取向是否对应于预定取向; 以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

29. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 其中, 从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:

基于所述航空器的第一空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角; 以及

基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型。

30. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 其中, 确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角包括:

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角。

31. 根据权利要求29所述的计算机实现的方法, 其中基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型包括:

基于航空器的第二空速, 以最大转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型, 其中航空器的第二空速是等于航空器的失速速度的空速。

32. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 还包括:

基于在将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的同时确定所述航空器的取向不对应于预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

33. 根据权利要求22所述的计算机实现的方法, 其中, 从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到展开构型;

其中, 确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角包括:

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角; 以及

所述方法还包括:

确定所述航空器的飞行路径; 以及

基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角, 控制所述航空器的多个推力产生组件以使所述航空器根据所述飞行路径飞行。

34. 一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的系统, 包括:

至少一个处理器, 其被编程或配置为:

确定航空器已经达到目标高度；

从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角，其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时，每个机翼的前缘沿垂直方向定向；以及

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于预定折叠角。

35. 根据权利要求34所述的系统，其中，所述至少一个处理器还被编程或配置为：

基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于所述预定折叠角来调整所述航空器的飞行控制表面。

36. 根据权利要求34所述的系统，其中，当从第一折叠构型改变航空器的机翼的折叠角时，所述至少一个处理器被编程或配置成：

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。

37. 根据权利要求34所述的系统，其中，所述至少一个处理器还被编程或配置为：

基于所述航空器的机翼的第一折叠角来设定马达控制器增益。

38. 根据权利要求34所述的系统，其中，当确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角时，所述至少一个处理器被编程或配置为：

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于第二折叠构型，其中第二折叠构型包括具有作为在第一折叠构型与展开构型之间的中途的折叠角的机翼。

39. 根据权利要求34所述的系统，其中，当从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角时，所述至少一个处理器被编程或配置成：

基于所述航空器的空速以第一转变速度从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

40. 根据权利要求34所述的系统，其中，所述至少一个处理器还被编程或配置为：

在确定所述航空器已经达到所述目标高度之后，确定所述航空器的取向是否对应于预定取向；以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

41. 根据权利要求34所述的系统，其中，当从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角时，所述至少一个处理器被编程或配置成：

基于所述航空器的第一空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角；以及

基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型。

42. 根据权利要求34所述的系统，其中，当确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角时，所述至少一个处理器还被编程或配置为：

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角。

43. 根据权利要求41所述的系统，其中当基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型时，所述至少一个处理器还被编程或配置为：

基于航空器的第二空速，以最大转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角

改变到展开构型,其中航空器的第二空速是等于航空器的失速速度的空速。

44. 根据权利要求34所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

基于在将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的同时确定所述航空器的取向不对应于预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

45. 根据权利要求34所述的系统,其中,当从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到展开构型;

其中,当确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角;以及

其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

确定所述航空器的飞行路径;以及

基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角,控制所述航空器的多个推力产生组件以使所述航空器根据所述飞行路径飞行。

46. 一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机程序产品,包括一个或多个指令,所述一个或多个指令在由至少一个处理器执行时使得所述至少一个处理器:

确定航空器已经达到目标高度;

从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;以及

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于预定折叠角。

47. 根据权利要求46所述的计算机程序产品,其中,所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于所述预定折叠角来调整所述航空器的飞行控制表面。

48. 如权利要求46所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。

49. 根据权利要求46所述的计算机程序产品,其中,所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

基于所述航空器的机翼的第一折叠角来设定马达控制器增益。

50. 如权利要求46所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于第二折叠构型,其中第二折叠构型包括具有作为在第一折叠构型与展开构型之间的中途的折叠角的机翼。

51. 如权利要求46所述的计算机程序产品, 其中, 使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

基于所述航空器的空速以第一转变速度从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

52. 根据权利要求46所述的计算机程序产品, 其中, 所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

在确定所述航空器已经达到所述目标高度之后, 确定所述航空器的取向是否对应于预定取向; 以及

基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

53. 如权利要求46所述的计算机程序产品, 其中, 使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

基于所述航空器的第一空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角; 以及

基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型。

54. 如权利要求46所述的计算机程序产品, 其中, 使所述至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角。

55. 根据权利要求53所述的计算机程序产品, 其中, 使所述至少一个处理器基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

基于航空器的第二空速, 以最大转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型, 其中航空器的第二空速是等于航空器的失速速度的空速。

56. 根据权利要求46所述的计算机程序产品, 其中, 所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

基于在将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的同时确定所述航空器的取向不对应于预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

57. 如权利要求46所述的计算机程序产品, 其中, 使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到展开构型;

其中, 使所述至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:

确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角; 以及

其中, 所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:

确定所述航空器的飞行路径;以及

基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角,控制所述航空器的多个推力产生组件以使所述航空器根据所述飞行路径飞行。

58. 一种自主地控制航空器在向前飞行构型和悬停构型之间的转变的计算机实现的方法,包括:

通过至少一个处理器控制航空器,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速,其中,当所述航空器的机翼处于展开构型时,每个机翼的前缘沿水平方向定向;

通过至少一个处理器确定所述航空器的空速;以及

通过至少一个处理器基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型中时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向。

59. 根据权利要求58所述的计算机实现的方法,其中,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型包括:

以基于所述航空器的空速的转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

60. 根据权利要求59所述的计算机实现的方法,其中,以所述转变速度改变所述航空器的机翼的折叠角包括:

根据基于所述航空器的空速的函数,以转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

61. 根据权利要求58所述的计算机实现的方法,还包括:

将所述航空器的空速与阈值进行比较;

确定所述航空器的空速是否大于所述阈值;以及

基于确定所述航空器的空速大于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器减速。

62. 根据权利要求58所述的计算机实现的方法,还包括:

将所述航空器的空速与阈值进行比较;

确定航空器的空速是否小于所述阈值;以及

基于确定所述航空器的空速小于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器加速。

63. 根据权利要求58所述的计算机实现的方法,其中,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型包括:

基于确定所述航空器的空速满足阈值,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

64. 根据权利要求58所述的计算机实现的方法,其中,控制航空器以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速包括:

控制所述航空器的多个推力产生组件或所述航空器的飞行控制表面,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速。

65. 一种用于自主地控制航空器在向前飞行构型和悬停构型之间的转变的系统,包括:

至少一个处理器,其被编程或配置为:

控制航空器,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的

空速,其中,当所述航空器的机翼处于展开构型时,每个机翼的前缘沿水平方向定向;

确定所述航空器的空速;以及

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型中时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向。

66.根据权利要求65所述的系统,其中,当将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型时,所述至少一个处理器被编程或配置成:

以基于所述航空器的空速的转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

67.如权利要求66所述的系统,其中,当以所述转变速度改变所述航空器的机翼的折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:

根据基于所述航空器的空速的函数,以转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

68.根据权利要求65所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

将所述航空器的空速与阈值进行比较;

确定所述航空器的空速是否大于所述阈值;以及

基于确定所述航空器的空速大于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器减速。

69.根据权利要求65所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:

将所述航空器的空速与阈值进行比较;

确定航空器的空速是否小于所述阈值;以及

基于确定所述航空器的空速小于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器加速。

70.根据权利要求65所述的系统,其中,当将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型时,所述至少一个处理器被编程或配置成:

基于确定所述航空器的空速满足阈值,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

71.根据权利要求65所述的系统,其中,当控制所述航空器以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速时,所述至少一个处理器被编程或配置为:

控制所述航空器的多个推力产生组件或所述航空器的飞行控制表面,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速。

72.一种用于自主地控制航空器在向前飞行构型与悬停构型之间的转变的计算机程序产品,包括一个或多个指令,所述一个或多个指令在由至少一个处理器执行时使得所述至少一个处理器:

控制航空器,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速,其中,当所述航空器的机翼处于展开构型时,每个机翼的前缘沿水平方向定向;

确定所述航空器的空速;以及

基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型中时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向。

73.根据权利要求72所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型的所述一个或多个指令使所述至少一

个处理器：

以基于所述航空器的空速的转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

74. 如权利要求73所述的计算机程序产品，其中，使所述至少一个处理器以转变速度改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器：

根据基于所述航空器的空速的函数，以转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

75. 根据权利要求72所述的计算机程序产品，其中，所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器：

将所述航空器的空速与阈值进行比较；

确定所述航空器的空速是否大于所述阈值；以及

基于确定所述航空器的空速大于所述阈值，控制所述航空器以使所述航空器减速。

76. 根据权利要求72所述的计算机程序产品，其中，所述一个或多个指令还使所述至少一个处理器：

将所述航空器的空速与阈值进行比较；

确定航空器的空速是否小于所述阈值；以及

基于确定所述航空器的空速小于所述阈值，控制所述航空器以使所述航空器加速。

77. 根据权利要求72所述的计算机程序产品，其中，使所述至少一个处理器将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器：

基于确定所述航空器的空速满足阈值，将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

78. 根据权利要求72所述的计算机程序产品，其中，当所述航空器的机翼处于展开构型时使所述至少一个处理器控制所述航空器以使所述航空器降低所述航空器的空速的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器：

控制所述航空器的多个推力产生组件或所述航空器的飞行控制表面，以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速。

带有垂直起飞和着陆能力的航空器的控制

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求2020年5月14日提交的第63/024,693号美国临时专利申请的优先权，该专利申请的内容通过引用整体结合到本文中。

背景技术

技术领域

[0003] 本公开一般地涉及航空器，并且在一些非限制性实施例或方面中，涉及用于控制能够垂直起飞和着陆的航空器的系统、方法和计算机程序产品。

[0004] 技术考虑

[0005] 垂直起飞和着陆 (VTOL) 航空器是一种可以垂直悬停、起飞和着陆的航空器。例如，VTOL航空器可以包括各种类型的航空器，包括固定翼航空器以及直升机和具有动力旋翼的其他航空器，例如旋翼直升机 (cyclocopter) (例如，滚翼机 (cyclogyro)) 和倾转旋翼机 (tiltrotor)。在一些情况下，VTOL航空器可以以除了VTOL之外的模式操作，例如传统的起飞和着陆 (CTOL)、短距起飞和着陆 (STOL) 和/或短距起飞和垂直着陆 (STOVL)。其它VTOL航空器，例如一些直升机，只能在VTOL模式下操作。这可能是由于VTOL航空器缺少能够处理水平运动的起落架。

[0006] 然而，VTOL航空器的某些设计可能遭受低稳定性的困扰，并且可能涉及基于设计的VTOL航空器的飞行员的问题。例如，取决于VTOL航空器的飞行阶段，VTOL航空器的飞行员可能必须在短时段内以精确控制操作许多控制设备。在这种示例中，当VTOL航空器起飞时将VTOL航空器保持在正确的取向内对于飞行员来说可能特别复杂。在这种情况下，飞行员响应的延迟可能导致错误的加重，并且可能导致VTOL航空器的坠毁。

发明内容

[0007] 公开了用于控制能够垂直起飞和着陆的航空器的系统、方法和计算机程序产品，其可以增加飞行员输入或用于自主航空器导航。

[0008] 在以下编号的条款中阐述了进一步的实施例：

[0009] 条款1：一种自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机实现的方法，包括：通过至少一个处理器控制航空器的多个推力产生组件，以在所述航空器的机翼处于第一折叠构型时使所述航空器垂直上升，其中，当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时，每个机翼的前缘沿垂直方向定向；通过至少一个处理器基于所述航空器的机翼处于第一折叠构型设定马达控制器增益；以及当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时，通过所述至少一个处理器使所述航空器与气流方向对准。

[0010] 条款2：根据条款1所述的计算机实现的方法，其中，所述航空器的所述多个推力产生组件中的第一推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第一机翼，并且所述航空器的所述多个推力产生组件中的第二推力产生组件附接至所述航空器的所述机翼中的第二机

翼,并且其中,当所述航空器的所述机翼处于第一折叠取向时,第一推力产生组件和第二推力产生组件被定向为在垂直向上的方向上产生推力。

[0011] 条款3:根据条款1或2所述的计算机实现的方法,还包括:当所述航空器的机翼处于第一折叠构型并且所述航空器在飞行中时,确定所述航空器与气流方向对准。

[0012] 条款4:根据条款1至3中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:在向所述航空器的所述多个推力产生组件提供动力以使所述航空器垂直上升之前确定所述航空器的重心。

[0013] 条款5:根据条款1至4中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:确定所述航空器已经达到目标高度;确定所述航空器的取向对应于预定取向;以及基于所述航空器的空速从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

[0014] 条款6:根据条款1至5中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0015] 条款7:根据条款1至6中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向,向所述航空器的所述多个推力产生组件中的一个推力产生组件提供动力,以使所述航空器的取向改变。

[0016] 条款8:一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的系统,包括:至少一个处理器,其被编程或配置为:控制航空器的多个推力产生组件,以在所述航空器的机翼处于第一折叠构型时使所述航空器垂直上升,其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;基于所述航空器的机翼处于第一折叠构型设定马达控制器增益;以及当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,使所述航空器与气流方向对准。

[0017] 条款9:根据条款8所述的系统,其中,所述航空器的所述多个推力产生组件中的第一推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第一机翼,并且所述航空器的所述多个推力产生组件中的第二推力产生组件附接至所述航空器的所述机翼中的第二机翼,并且其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠取向时,第一推力产生组件和第二推力产生组件被定向为在垂直向上的方向上产生推力。

[0018] 条款10:根据条款8或9所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:当所述航空器的机翼处于第一折叠构型并且所述航空器在飞行中时,确定所述航空器与气流方向对准。

[0019] 条款11:根据条款8至10中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:在向所述航空器的所述多个推力产生组件提供动力以使所述航空器垂直上升之前确定所述航空器的重心。

[0020] 条款12:根据条款8至11中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:确定所述航空器已经达到目标高度;确定所述航空器的取向对应于预定取向;以及基于所述航空器的空速从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

[0021] 条款13:根据条款8至12中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取

向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0022] 条款14:根据条款8至13中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向,向所述航空器的所述多个推力产生组件中的一个推力产生组件提供动力,以使所述航空器的取向改变。

[0023] 条款15:一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机程序产品,包括一个或多个指令,所述一个或多个指令在由至少一个处理器执行时使得所述至少一个处理器:控制航空器的多个推力产生组件,以在所述航空器的机翼处于第一折叠构型时使所述航空器垂直上升,其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;基于所述航空器的机翼处于第一折叠构型设定马达控制器增益;以及当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,使所述航空器与气流方向对准。

[0024] 条款16:根据条款15的计算机程序产品,其中,所述航空器的所述多个推力产生组件中的第一推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第一机翼,并且所述航空器的所述多个推力产生组件中的第二推力产生组件附接至所述航空器的机翼中的第二机翼,并且其中,当所述航空器的机翼处于第一折叠取向时,第一推力产生组件和第二推力产生组件被定向为在垂直向上的方向上产生推力。

[0025] 条款17:根据条款15或16所述的计算机程序产品,其中,所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:当所述航空器的机翼处于第一折叠构型并且所述航空器在飞行中时,确定所述航空器与气流方向对准。

[0026] 条款18:根据条款15至17中任一项所述的计算机程序产品,其中,所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:在向所述航空器的所述多个推力产生组件提供动力以使所述航空器垂直上升之前确定所述航空器的重心。

[0027] 条款19:如条款15-18中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:确定所述航空器已经达到目标高度;确定所述航空器的取向对应于预定取向;以及基于所述航空器的空速从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

[0028] 条款20:如条款15-19中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0029] 条款21:如条款15-20中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向,向所述航空器的所述多个推力产生组件中的一个推力产生组件提供动力,以使所述航空器的取向改变。

[0030] 条款22:一种自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机实现的方法,包括:通过至少一个处理器确定航空器已经达到目标高度;通过至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;以及通过至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于预定折叠角。

[0031] 条款23:根据条款22所述的计算机实现的方法,还包括:基于确定所述航空器的机

翼的折叠角对应于所述预定折叠角来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0032] 条款24:根据条款22或23所述的计算机实现的方法,其中,从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。

[0033] 条款25:根据条款22至24中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:基于所述航空器的机翼的第一折叠角来设定马达控制器增益。

[0034] 条款26:根据条款22至25中任一项所述的计算机实现的方法,其中,确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角包括:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于第二折叠构型,其中第二折叠构型包括具有作为在第一折叠构型与展开构型之间的中途的折叠角的机翼。

[0035] 条款27:根据条款22至26中任一项所述的计算机实现的方法,其中,从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:基于所述航空器的空速以第一转变速度从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

[0036] 条款28:根据条款22至27中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:在确定所述航空器已经达到所述目标高度之后,确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0037] 条款29:根据条款22至28中任一项所述的计算机实现的方法,其中,从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:基于所述航空器的第一空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角;以及基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型。

[0038] 条款30:根据条款22至29中任一项所述的计算机实现的方法,其中确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角包括:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角。

[0039] 条款31:根据条款22-30中任一项的计算机实现的方法,其中基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型包括:基于航空器的第二空速,以最大转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型,其中航空器的第二空速是等于航空器的失速速度的空速。

[0040] 条款32:根据条款22至31中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:基于在将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的同时确定所述航空器的取向不对应于预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0041] 条款33:根据条款22至32中任一项所述的计算机实现的方法,其中,从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角包括:基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到展开构型;其中,确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角包括:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角;以及所述方法还包括:确定所述航空器的飞行路径;以及基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角,控制所述航空器的多个推力产生组件以使所述航空器根据所述飞行路径飞行。

[0042] 条款34:一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的系统,包括:至少一个处理器,其被编程或配置为:确定航空器已经达到目标高度;从第一折叠

构型改变所述航空器的机翼的折叠角,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;以及确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于预定折叠角。

[0043] 条款35:根据条款34所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于所述预定折叠角来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0044] 条款36:根据条款34或35所述的系统,其中,当从第一折叠构型改变航空器的机翼的折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。

[0045] 条款37:根据条款34至36中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:基于所述航空器的机翼的第一折叠角来设定马达控制器增益。

[0046] 条款38:根据条款34至37中任一项所述的系统,其中,当确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置为:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于第二折叠构型,其中第二折叠构型包括具有作为在第一折叠构型与展开构型之间的中途的折叠角的机翼。

[0047] 条款39:根据条款34至38中任一项所述的系统,其中,当从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:基于所述航空器的空速以第一转变速度从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

[0048] 条款40:根据条款34至39中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:在确定所述航空器已经达到所述目标高度之后,确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0049] 条款41:根据条款34至40中任一项所述的系统,其中,当从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:基于所述航空器的第一空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角;以及基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型。

[0050] 条款42:根据条款34至41中任一项所述的系统,其中,当确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角时,所述至少一个处理器还被编程或配置为:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角。

[0051] 条款43:根据条款34-42中任一项所述的系统,其中,当基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型时,所述至少一个处理器还被编程或配置为:基于航空器的第二空速,以最大转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型,其中航空器的第二空速是等于航空器的失速速度的空速。

[0052] 条款44:根据条款34至43中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:基于在将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的同时确定所述航空器的取向不对应于预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0053] 条款45:根据条款34至44中任一项所述的系统,其中,当从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到展开构型;其中,当确定所述航空器

的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角;以及其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:确定所述航空器的飞行路径;以及基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角,控制所述航空器的多个推力产生组件以使所述航空器根据所述飞行路径飞行。

[0054] 条款46:一种用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的计算机程序产品,包括一个或多个指令,所述一个或多个指令在由至少一个处理器执行时使得所述至少一个处理器:确定航空器已经达到目标高度;从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向;以及确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于预定折叠角。

[0055] 条款47:根据条款46所述的计算机程序产品,其中,所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于所述预定折叠角来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0056] 条款48:根据条款46或47所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。

[0057] 条款49:如条款46-48中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:基于所述航空器的机翼的第一折叠角来设定马达控制器增益。

[0058] 条款50:根据条款46-49中任一项所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于第二折叠构型,其中第二折叠构型包括具有作为在第一折叠构型与展开构型之间的中途的折叠角的机翼。

[0059] 条款51:根据条款46至50中任一项所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:基于所述航空器的空速以第一转变速度从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角。

[0060] 条款52:如条款46-51中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:在确定所述航空器已经达到所述目标高度之后,确定所述航空器的取向是否对应于预定取向;以及基于确定所述航空器的取向不对应于所述预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0061] 条款53:根据条款46至52中任一项所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:基于所述航空器的第一空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角;以及基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型。

[0062] 条款54:根据条款46-53中任一项的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角的所述一个或多个指令使

所述至少一个处理器:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角。

[0063] 条款55:根据条款46-54中任一项所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器基于所述航空器的第二空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:基于航空器的第二空速,以最大转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型,其中航空器的第二空速是等于航空器的失速速度的空速。

[0064] 条款56:如条款46-55中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:基于在将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的同时确定所述航空器的取向不对应于预定取向来调整所述航空器的飞行控制表面。

[0065] 条款57:根据条款46至56中任一项所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器从第一折叠构型改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到展开构型;其中,使所述至少一个处理器确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于所述预定折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:确定所述航空器的机翼的折叠角是否对应于与航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角;以及其中,所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:确定所述航空器的飞行路径;以及基于确定所述航空器的机翼的折叠角对应于与所述航空器的机翼的展开构型相关联的折叠角,控制所述航空器的多个推力产生组件以使所述航空器根据所述飞行路径飞行。

[0066] 条款58:一种自主地控制航空器在向前飞行构型和悬停构型之间的转变的计算机实现的方法,包括:通过至少一个处理器控制航空器,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速,其中,当所述航空器的机翼处于展开构型时,每个机翼的前缘沿水平方向定向;通过至少一个处理器确定所述航空器的空速;以及通过至少一个处理器基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型中时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向。

[0067] 条款59:根据条款58所述的计算机实现的方法,其中,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型包括:以基于所述航空器的空速的转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0068] 条款60:根据条款58或59所述的计算机实现的方法,其中,以所述转变速度改变所述航空器的机翼的折叠角包括:根据基于所述航空器的空速的函数,以转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0069] 条款61:根据条款58至60中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:将所述航空器的空速与阈值进行比较;确定所述航空器的空速是否大于所述阈值;以及基于确定所述航空器的空速大于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器减速。

[0070] 条款62:根据条款58至61中任一项所述的计算机实现的方法,还包括:将所述航空器的空速与阈值进行比较;确定航空器的空速是否小于所述阈值;以及基于确定所述航空器的空速小于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器加速。

[0071] 条款63:根据条款58至62中任一项所述的计算机实现的方法,其中,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型包括:基于确定所述航空器的空速满足阈值,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0072] 条款64:根据条款58至63中任一项所述的计算机实现的方法,其中控制航空器以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速包括:控制所述航空器的多个推力产生组件或所述航空器的飞行控制表面,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速。

[0073] 条款65:一种用于自主地控制航空器在向前飞行构型和悬停构型之间的转变的系统,包括:至少一个处理器,其被编程或配置为:控制航空器,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速,其中,当所述航空器的机翼处于展开构型时,每个机翼的前缘沿水平方向定向;确定所述航空器的空速;以及基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型中时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向。

[0074] 条款66:根据条款65所述的系统,其中,当将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型时,所述至少一个处理器被编程或配置成:以基于所述航空器的空速的转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0075] 条款67:根据条款65或66所述的系统,其中,当以所述转变速度改变所述航空器的机翼的折叠角时,所述至少一个处理器被编程或配置成:根据基于所述航空器的空速的函数,以转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0076] 条款68:根据条款65至67中任一项所述的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:将所述航空器的空速与阈值进行比较;确定所述航空器的空速是否大于所述阈值;以及基于确定所述航空器的空速大于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器减速。

[0077] 条款69:根据条款65至68中任一项的系统,其中,所述至少一个处理器还被编程或配置为:将所述航空器的空速与阈值进行比较;确定航空器的空速是否小于所述阈值;以及基于确定所述航空器的空速小于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器加速。

[0078] 条款70:根据条款65至69中任一项所述的系统,其中,当将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型时,所述至少一个处理器被编程或配置成:基于确定所述航空器的空速满足阈值,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0079] 条款71:根据条款65-70中任一项的系统,其中,当控制所述航空器以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速时,所述至少一个处理器被编程或配置为:控制所述航空器的多个推力产生组件或所述航空器的飞行控制表面,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速。

[0080] 条款72:一种用于自主地控制航空器在向前飞行构型与悬停构型之间的转变的计算机程序产品,包括一个或多个指令,所述一个或多个指令在由至少一个处理器执行时使得所述至少一个处理器:控制航空器,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速,其中,当所述航空器的机翼处于展开构型时,每个机翼的前缘沿水平方向定向;确定所述航空器的空速;以及基于所述航空器的空速将所述航空器的机翼

的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型,其中当所述航空器的机翼处于第一折叠构型中时,每个机翼的前缘沿垂直方向定向。

[0081] 条款73:根据条款72的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:以基于所述航空器的空速的转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0082] 条款74:根据条款72或73所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器以转变速度改变所述航空器的机翼的折叠角的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:根据基于所述航空器的空速的函数,以转变速度将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0083] 条款75:如条款72至74中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使得所述至少一个处理器:将所述航空器的空速与阈值进行比较;确定所述航空器的空速是否大于所述阈值;以及基于确定所述航空器的空速大于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器减速。

[0084] 条款76:如条款72至75中任一项所述的计算机程序产品,其中所述一个或多个指令还使所述至少一个处理器:将所述航空器的空速与阈值进行比较;确定航空器的空速是否小于所述阈值;以及基于确定所述航空器的空速小于所述阈值,控制所述航空器以使所述航空器加速。

[0085] 条款77:根据条款72至76中任一项所述的计算机程序产品,其中,使所述至少一个处理器将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:基于确定所述航空器的空速满足阈值,将所述航空器的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。

[0086] 条款78:根据条款72至77中任一项所述的计算机程序产品,其中,当所述航空器的机翼处于展开构型时使所述至少一个处理器控制所述航空器以使所述航空器降低所述航空器的空速的所述一个或多个指令使所述至少一个处理器:控制所述航空器的多个推力产生组件或所述航空器的飞行控制表面,以使所述航空器在所述航空器的机翼处于展开构型时降低所述航空器的空速。

[0087] 本公开的特征和特性,以及结构的相关元件的操作方法和功能以及组件的组合和制造的经济性,将在参考附图考虑以下描述和所附权利要求书后变得更加明显,所有附图形成本说明书的一部分,其中,相同的附图标记在各个图中指示对应的组件。然而,应明确地理解,附图仅用于说明和描述的目的,而不旨在作为对本公开的限制的定义。如在说明书和权利要求中所使用的,单数形式的“一”、“一个”和“该”包括复数指示物,除非上下文另外清楚地指明。

附图说明

[0088] 图1A是用于控制能够垂直起飞和着陆的航空器的系统的非限制性实施例的图;

[0089] 图1B是能够垂直起飞和着陆的航空器的非限制性实施例的图;

[0090] 图2是图1A和1B的一个或多个设备和/或一个或多个系统的组件的非限制性方面或实施例的图;

[0091] 图3-5是用于控制航空器的处理的非限制性实施例的流程图；

[0092] 图6-8是示出作为折叠分数的函数的基于失速速度的分数的机翼转变剖面的无量纲曲线图；以及

[0093] 图9提供了能够垂直起飞和着陆的航空器的机翼的不同机翼构型的非限制性实施例的图。

具体实施方式

[0094] 为了下文描述的目的，术语“端部”、“上”、“下”、“右”、“左”、“垂直”、“水平”、“顶部”、“底部”、“横向”、“纵向”及其派生词应涉及如附图中所定向的本公开。然而，应当理解，本公开可以采取各种替代变化和步骤顺序，除非明确地相反指定。还应当理解，附图中所示的以及以下说明书中所述的具体装置和处理仅是本公开的示例性实施例或方面。因此，除非另外指出，否则与本文所公开的实施例或实施例的方面相关的具体尺寸和其它物理特性不应被认为是限制性的。

[0095] 除非明确地描述，否则这里使用的方面、组件、元件、结构、动作、步骤、功能、指令等都不应被解释为关键的或必不可少的。此外，如本文所用，冠词“一”和“一个”旨在包括一个或多个项目，并且可与“一个或多个”和“至少一个”互换使用。如在说明书和权利要求中所使用的，单数形式的“一”、“一个”和“所述(该)”包括复数指示对象，例如除非上下文另外清楚地指明。另外，如本文所用，术语“集合”和“组”旨在包括一个或多个项目(例如，相关项目、不相关项目、相关和不相关项目的组合等)，并且可与“一个或多个”或“至少一个”互换使用。在仅意指一个项目的情况下，使用术语“一个”或类似语言。此外，如本文所用，术语“具有”、“有”等旨在为开放式术语。此外，除非明确地另外说明，否则短语“基于”旨在表示“至少部分地基于”。此外，除非明确地另外说明，否则短语“基于”旨在表示“至少部分地基于”。此外，短语“基于”可以意指“响应于”并且指示用于自动触发电子设备(例如，处理器、计算设备等)的指定操作的条件，如本文适当提及的。

[0096] 如本文所使用的，术语“系统”可以指一个或多个诸如但不限于处理器、服务器、客户端设备、软件应用和/或其他类似组件之类的计算设备或计算设备的组合。此外，如本文所使用的对“服务器”或“处理器”的引用可以指被引用为执行先前步骤或功能的先前引用的服务器和/或处理器、不同的服务器和/或处理器、和/或服务器和/或处理器的组合。例如，如在说明书和权利要求中所使用的，被叙述为执行第一步骤或功能的第一服务器和/或第一处理器可以指代被叙述为执行第二步骤或功能的相同或不同的服务器和/或处理器。

[0097] 现在参考图1A，图1A是其中可以实现本文描述的设备、系统、方法和/或产品的示例环境100的图。如图1A所示，环境100包括航空器102、航空器控制系统104和通信网络106。航空器102、航空器控制系统104和/或通信网络106可以经由有线连接、无线连接或有线和无线连接的组合来互连(例如，建立连接以进行通信等)。

[0098] 航空器102可以包括一个或多个航空器，其被配置为被控制(例如，自主控制、半自主控制等)用于垂直起飞和着陆操作以及用于沿着飞行路径飞行至目的地或从目的地飞行。例如，航空器102可以包括具有如美国专利申请公开No.2018/0312251中公开的机架(airframe)的航空器，该美国专利申请通过引用整体结合于此。

[0099] 如本文所述，航空器102可以在紧凑且可操纵的悬停构型(例如，当航空器102的机

翼处于第一折叠构型中时)和能够进行高效的水平飞行(例如,当航空器102的机翼处于展开构型时)的向前飞行构型(例如,巡航构型、巡航状态等)之间执行重复的飞行中变换。在悬停或低速构型中,航空器102的重量可以基本上由航空器102的推力产生组件的推力支撑,该推力产生组件可以耦接到机翼,使得推力产生组件还倾斜以使其推力更垂直地指向。在向前飞行构型中,航空器102的重量可以基本上由从机翼产生的升力支撑,并且推进推力可以水平地指向。附加地或替代地,也可以采用机翼的连续范围的中间构型(例如,基于机翼的倾斜位置)来提供变化水平的推力和/或机翼产生的升力。如本文所公开的,航空器102可以提供在航空器102的飞行期间在机翼的构型之间平滑且稳定地改变(例如,转变)和/或在机翼处于特定构型(诸如中间构型)时无限地操作的独特能力。

[0100] 在一些非限制性实施例中,航空器102的性能特性可以通过利用折叠翼结构来实现,诸如下面描述的翼和翼接合系统110的结构,其使用折叠运动,通过该折叠运动,翼或翼的一部分在倾斜轴上枢转。倾斜轴可以是相对于航空器102的纵向轴或横向轴倾斜的轴。这种折叠运动可以根据机翼的折叠角将每个机翼的前缘定向在向上或向前的方向上。在一些非限制性实施例中,在折叠构型中,机翼可以沿着航空器102的机身延伸以减小由机翼的质量产生的惯性矩、当航空器102处于悬停构型时机翼的空气动力学影响、以及航空器102的收纳和/或地面运输所需的空间量。在一些非限制性实施例中,以这种方式折叠的机翼的一部分可以包括耦接到机翼的推力产生组件,使得当机翼的折叠改变时(例如,当机翼倾斜或折叠时),推力可以在水平方向和垂直方向之间重新定向。

[0101] 航空器控制系统104可以包括一个或多个设备,其被配置为经由通信网络106与航空器102通信(例如,发送和/或接收信息)和/或向航空器102提供控制信号(例如,命令、命令信号等)。例如,航空器控制系统104可以包括计算机设备,诸如服务器等。航空器控制系统104可以被配置为经由成像系统和/或短距离无线通信连接(例如,近场通信(NFC)连接、射频识别(RFID)通信连接、**Bluetooth**[®]通信连接等)向和/或从通信网络106发送和/或接收数据。在一些非限制性实施例或方面中,航空器控制系统104可以与用户相关联,如本文所述。

[0102] 通信网络106可以包括一个或多个有线和/或无线网络。例如,通信网络106可以包括蜂窝网络(例如,长期演进(LTE)网络、第三代(3G)网络、第四代(4G)网络、码分多址(CDMA)网络等)、公共陆地移动网络(PLMN)、局域网(LAN)、广域网(WAN)、城域网(MAN)、电话网络(例如,公共交换电话网络(PSTN))、专用网络、自组织网络、内联网、因特网、基于光纤的网络、云计算网络等和/或这些或其它类型的网络中的一些或全部的组合。

[0103] 作为例子提供了图1A所示的系统 and/或设备的数量和布置。可以存在与图1A中所示的那些相比附加的系统 and/或设备、更少的系统和/或设备、不同的系统和/或设备、或不同地布置的系统和/或设备。此外,图1A中所示的两个或更多个系统和/或设备可以在单个系统或单个设备内实现,或者图1A中所示的单个系统或单个设备可以被实现为多个分布式系统或设备。另外或替代地,环境100的一组系统或一组设备(例如,一个或多个系统、一个或多个设备)可以执行被描述为由环境100的另一组系统或另一组设备执行的一个或多个功能。

[0104] 现在参考图1B,图1B是航空器102的非限制性实施例的图。如图1B所示,航空器102包括飞行控制系统108、机翼接合系统110、推力产生组件112、伺服马达114、无线电通信设

备116和传感器118。航空器102的组件可以经由有线连接、无线连接或有线和无线连接的组合来互连(例如,建立连接以进行通信等)。

[0105] 飞行控制系统108可以包括被配置为控制航空器102的操作的一个或多个设备。例如,飞行控制系统108可以包括一个或多个计算机设备,诸如一个或多个处理器、控制器、微控制器等。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以从诸如传感器118的传感器之类的另一组件接收输入,并且飞行控制系统108可以基于由飞行控制系统108接收的输入使诸如伺服马达114的伺服马达之类的另一组件执行动作(例如,控制操作)。

[0106] 机翼接合系统110可以包括一个或多个被配置为改变航空器102的机翼的折叠角的设备。例如,机翼接合系统110可以包括一个或多个马达(例如,一个或多个电动机)、一个或多个马达驱动控制器(例如,一个或多个接合马达驱动器)、一个或多个齿轮箱、一个或多个编码器(例如,一个或多个线性驱动编码器)、一个或多个传感器、一个或多个致动器、一个或多个机翼耦接设备、一个或多个机翼枢转设备和/或一个或多个线性驱动组件。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速使机翼接合系统110改变航空器102的机翼的折叠角。

[0107] 推力产生组件112可包括被配置成向航空器102提供推力的多个设备。例如,推力产生组件112可包括多个航空器马达(例如,一个或多个电动航空器马达、一个或多个活塞发动机、一个或多个燃气涡轮发动机等)。在一些非限制性实施例中,推力产生组件112可包括多个航空器马达,其包括螺旋桨以在航空器102的飞行方向(例如,行进方向)上提供推力。在一些非限制性实施例中,航空器102可放弃包括机翼接合系统110,并且航空器102可配置成使用一个或多个推力产生组件112来改变航空器102的机翼的折叠角。例如,航空器102的机翼可以在没有接合机构(例如,机翼接合系统110)的情况下被转变。在这样的示例中,可以仅使用来自推力产生组件112的推力来转变航空器102的机翼,以进行转变。

[0108] 伺服马达114可以包括一个或多个设备,诸如一个或多个伺服马达,其被配置成允许精确控制航空器102的组件的角或线性位置、速度和加速度。例如,伺服马达114可以包括耦接到用于反馈的传感器的马达和/或致动器(例如,旋转致动器或线性致动器)以及被设计用于与伺服马达114一起使用的控制设备(例如,控制器)。在一些非限制性实施例中,伺服马达114可以包括用于控制航空器102的组件以控制航空器102的飞行方向和/或取向的一个或多个伺服马达。例如,伺服马达114可以包括一个或多个伺服马达以控制航空器102的飞行控制表面(例如,襟翼、副翼、升降舵、方向舵、调整片(tab)、扰流器等)。在一些非限制性实施例中,伺服马达114可以包括一个或多个尾部伺服马达(例如,一个或多个尾方向舵伺服马达)、一个或多个副翼伺服马达、一个或多个升降舵伺服马达、用于调节螺旋桨叶片的间距的可变间距伺服马达、用于襟翼的一个或多个伺服马达等。

[0109] 无线电通信设备116可以包括被配置为允许航空器102与诸如航空器控制系统104之类的另一电子设备或实体通信的一个或多个设备。例如,无线电通信设备116可以包括一个或多个无线电,其可以包括一个或多个收发机、一个或多个发射机、一个或多个接收机等。在一些非限制性实施例中,无线电通信设备116可以包括仅允许单向通信的一个或多个设备,诸如一个或多个发射机或一个或多个接收机。例如,无线电通信设备116可以包括不具有发射机的接收机。在这样的示例中,航空器102可以使用无线电通信设备116来接收信息(例如,来自航空器控制系统104的控制信号、与航空器102的飞行路径相关联的信息等),

但是航空器102可能不能发送信息。

[0110] 传感器118可以包括被配置为提供关于航空器102的信息的一个或多个设备。例如,传感器118可以包括与航空器102上的组件相关联的一个或多个力传感器、一个或多个加速计、一个或多个陀螺仪、一个或多个位置传感器(例如,一个或多个全球定位系统(GPS)传感器)、一个或多个导航传感器(例如,提供北方方向的指示的一个或多个磁传感器)、一个或多个高度传感器、一个或多个空速传感器、一个或多个电传感器(例如,一个或多个电源(例如,电池)传感器、与来自电源或航空器102的其他电气组件的电流和/或电压相关联的一个或多个传感器)、一个或多个组件位置传感器(例如,与航空器102的飞行控制表面相关联的一个或多个传感器、与航空器102的机翼的位置相关联的一个或多个传感器、与航空器102的机翼的折叠角相关联的一个或多个传感器等)。

[0111] 现在参考图2,示出了设备200的示例组件的图。设备200可以对应于航空器102的一个或多个设备。例如,设备200可以对应于飞行控制系统108。在一些非限制性实施例中,航空器102(例如,航空器102的飞行控制系统108)可以包括至少一个设备200和/或设备200的至少一个组件。如图2所示,设备200可以包括总线202、处理器204、存储器206、存储组件208、输入组件210、输出组件212和通信接口214。

[0112] 总线202可以包括允许设备200的组件之间的通信的组件。在一些非限制性实施例或方面中,处理器204可以以硬件、软件或硬件和软件的组合来实现。例如,处理器204可以包括处理器(例如,中央处理单元(CPU)、图形处理单元(GPU)、加速处理单元(APU)等)、微处理器、数字信号处理器(DSP)和/或能够被编程以执行功能的任何处理组件(例如,现场可编程门阵列(FPGA)、专用集成电路(ASIC)等)。存储器206可以包括随机存取存储器(RAM)、只读存储器(ROM)和/或存储供处理器204使用的信息和/或指令的另一类型的动态或静态存储设备(例如,闪存、磁存储器、光存储器等)。

[0113] 存储组件208可以存储与设备200的操作和使用相关的信息和/或软件。例如,存储组件208可以包括硬盘(例如,磁盘、光盘、磁光盘、固态盘等)、压缩盘(CD)、数字多功能盘(DVD)、软盘、盒式磁带、磁带和/或另一类型的计算机可读介质,连同对应的驱动器。

[0114] 输入组件210可以包括允许设备200例如经由用户输入来接收信息的组件(例如,触摸屏显示器、键盘、小键盘、鼠标、按钮、开关、麦克风、相机等)。附加地或替换地,输入组件210可包括用于感测信息的传感器(例如,传感器118中的传感器)(例如,全球定位系统(GPS)组件、加速计、陀螺仪、致动器等)。输出组件212可以包括提供来自设备200的输出信息的组件(例如,显示器、扬声器、一个或多个发光二极管(LED)等)。

[0115] 通信接口214可以包括类似收发器的组件(例如,收发器、单独的接收器和发射器等),其使得设备200能够与其他设备通信,诸如经由有线连接、无线连接、或者有线和无线连接的组合。通信接口214可以允许设备200从另一设备接收信息和/或向另一设备提供信息。例如,通信接口214可以包括以太网接口、光接口、同轴接口、红外接口、射频(RF)接口、通用串行总线(USB)接口、**Wi-Fi®**接口、蜂窝网络接口等。

[0116] 设备200可以执行本文描述的一个或多个处理。设备200可以基于处理器204执行由诸如存储器206和/或存储组件208之类的计算机可读介质存储的软件指令来执行这些处理。计算机可读介质(例如,非暂时性计算机可读介质)在本文中被定义为非暂时性存储设备。非暂时性存储设备包括位于单个物理存储设备内部的存储器空间或者跨多个物理

存储设备散布的存储器空间。

[0117] 软件指令可以经由通信接口214从另一计算机可读介质或从另一设备读入存储器206和/或存储组件208。当被执行时,存储在存储器206和/或存储组件208中的软件指令可以使处理器204执行本文描述的一个或多个处理。另外或替代地,硬连线电路可以代替软件指令或与软件指令组合使用以执行本文描述的一个或多个处理。因此,本文描述的实施例或方面不限于硬件电路和软件的任何特定组合。

[0118] 存储器206和/或存储组件208可以包括数据存储装置或一个或多个数据结构(例如,数据库等)。设备200能够从存储器206和/或存储组件208中的数据存储或一个或多个数据结构接收信息、在其中存储信息、向其传送信息、或搜索存储在其中的信息。例如,信息可以包括与一组简档相关联的数据、输入数据、输出数据、交易数据、账户数据或其任何组合。

[0119] 图2中所示的组件的数量和布置是作为示例提供的。在一些非限制性实施例或方面中,设备200可以包括与图2所示的相比附加的组件、更少的组件、不同的组件或不同地布置的组件。附加地或可替换地,设备200的一组组件(例如,一个或多个组件)可以执行被描述为由设备200的另一组组件执行的一个或多个功能。

[0120] 现在参考图3,示出了用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的处理300的非限制性方面或实施例的流程图。在一些非限制性实施例或方面中,关于处理300描述的功能中的一个或多个可以由航空器102(例如,完全地、部分地等)执行,例如,由航空器102的飞行控制系统108执行。在一些非限制性实施例或方面中,以下描述的处理300的步骤中的一个或多个可以由与飞行控制系统108分离和/或包括该飞行控制系统108的另一设备或一组设备(例如,航空器控制系统104、机翼接合系统110和/或伺服马达114)(例如,完全地、部分地和/或类似地)执行。

[0121] 如图3所示,在步骤302,处理300可包括控制航空器的推力产生组件。例如,飞行控制系统108可以控制航空器102的推力产生组件,以在航空器102的机翼处于第一折叠构型(例如,多直升机构型)时使航空器102垂直上升。在这样的示例中,当航空器102的机翼处于第一折叠构型并且航空器102垂直地上升时,航空器102的机身可以维持为基本上与地面水平。在一些非限制性实施例中,当航空器102的机翼处于第一折叠构型时,每个机翼的前缘定向在垂直方向上。另外,当航空器102的机翼处于第一折叠构型中时,机翼可以处于最大的接合量。例如,机翼可以处于基于机翼接合系统110可以提供的接合量的最大接合的构型。在一些非限制性实施例中,航空器的多个推力产生组件中的第一推力产生组件可以附接到航空器102的机翼的第一机翼,并且航空器102的多个推力产生组件中的第二推力产生组件可以附接到航空器102的机翼的第二机翼。当航空器的机翼处于第一折叠构型中时,第一推力产生组件和第二推力产生组件可以定向成在垂直向上的方向上产生推力。这样,第一推力产生组件和第二推力产生组件可允许航空器102执行垂直起飞操作(例如,从地面上的位置垂直上升)和/或悬停在期望的高度。在一些非限制性实施例中,当航空器102的机翼处于第一折叠构型中时,航空器102的尺寸包络可以比当航空器102的机翼处于展开构型时小10%和75%之间。在一些非限制性实施例中,当航空器102的机翼处于第一折叠构型时,航空器102的尺寸包络可以比当航空器102的机翼处于展开构型时小至少75%。

[0122] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的构型。例如,飞行控制系统108可以基于传感器118中的传感器(例如,传感器118中的机翼位置传

感器)确定航空器102的机翼的构型是否对应于第一折叠构型。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的机翼的折叠角来确定航空器102的机翼的构型。例如,飞行控制系统108可以基于传感器118中的传感器(例如,传感器118中的折叠角传感器)来确定航空器102的机翼的折叠角,并且飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角对应于第一折叠构型。

[0123] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以确定航空器102的重心。例如,飞行控制系统108可在向航空器102的多个推力产生组件提供动力以使航空器102垂直上升之前确定航空器102的重心。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的重心确定和/或调整航空器102的取向。

[0124] 如图3所示,在步骤304,处理300可包括设置马达控制器增益(例如,与机翼接合系统110相关联的马达控制增益、与推力产生组件112相关联的马达控制增益、与伺服马达114相关联的马达控制增益等)。例如,飞行控制系统108可以基于航空器的机翼的构型来设置马达控制器增益。在这样的示例中,飞行控制系统108可以基于处于第一折叠构型中的航空器的机翼来设置马达控制器增益。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以通过从传感器118的第一传感器接收第一输入、引起航空器102的组件(例如,航空器102的飞行控制表面、航空器102的推力产生组件112、机翼接合系统110等)的变化、从传感器118的第二传感器接收第二输入、以及基于引起航空器102的组件的变化来确定航空器102的某个方面(例如,取向、空速、高度等)的变化量,来设置马达控制器增益。

[0125] 如图3所示,在步骤306,处理300可包括使航空器与气流方向对准。例如,飞行控制系统108可以使航空器102与气流方向对准(例如,以便风向标为迎着航空器102的风的方向)。在一些非限制性实施例中,当航空器102的机翼处于第一折叠构型中时,飞行控制系统108可以使航空器102与气流方向对准。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以通过调整航空器102的飞行控制表面和/或通过控制航空器102的推力产生组件来使航空器102与气流方向对准。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以通过允许气流使航空器102改变航空器102的取向而使航空器102与气流方向对准,使得航空器102与气流方向对准。例如,飞行控制系统108可以通过允许气流使航空器102的机头与气流的方向对准来使航空器102与气流的方向对准。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以确定当航空器102的机翼处于第一折叠构型并且航空器在飞行时航空器102与气流方向对准。

[0126] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以确定航空器已经达到目标高度、目标位置和/或飞行路径。例如,飞行控制系统108可以基于来自传感器118中的传感器(例如,传感器118中的高度传感器)的输出来确定航空器已经达到目标高度。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于确定航空器102已经达到目标高度、目标位置和/或飞行路径来改变航空器102的机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可以基于确定航空器102已经达到目标高度而将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以通过控制机翼接合系统110(例如,向其发送控制信号)改变航空器102的机翼的折叠角,并且机翼接合系统110可以将航空器102的机翼从第一折叠构型接合至第一折叠角。

[0127] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以确定航空器102的取向是否对应于预定取向(例如,基于航空器102的空速的预定取向、基于航空器102的高度的预定取向、

基于航空器102的位置的预定取向等)。例如,飞行控制系统108可以基于与航空器102相关联的俯仰轴(例如,横轴)、偏航轴(例如,法线轴)和/或滚动轴(例如,纵轴)来确定航空器102的取向。飞行控制系统108可以将航空器102的取向与航空器102的预定取向进行比较,并且确定航空器102的取向是否对应于航空器102的预定取向。如果飞行控制系统108确定航空器102的取向匹配航空器102的预定取向,则飞行控制系统108可以确定航空器102的取向对应于航空器102的预定取向。如果飞行控制系统108确定航空器102的取向不匹配航空器102的预定取向,则飞行控制系统108可以确定航空器102的取向不对应于航空器102的预定取向。

[0128] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于确定航空器的取向不对应于预定取向来调整航空器102的飞行控制表面。附加地或替代地,飞行控制系统108可以基于确定航空器的取向不对应于预定取向来控制航空器102的多个推力产生组件中的一个或多个推力产生组件(例如,向其提供动力),以使航空器102的取向改变。

[0129] 在一些非限制性实施例中,航空器102的多个推力产生组件可以包括多个航空器马达,每个航空器马达可以包括螺旋桨。螺旋桨的螺旋桨叶片的间距可基于伺服马达114(例如,伺服马达114的伺服马达,其中该伺服马达专用于调节螺旋桨叶片的间距)来调节。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以控制伺服马达(例如,伺服马达114的伺服马达),该伺服马达专用于调节航空器102的多个航空器马达中的一个或多个航空器马达的螺旋桨叶片的间距,以使航空器102的取向改变。例如,飞行控制系统108可以基于确定航空器的取向不对应于预定取向来控制伺服马达以使航空器102的取向沿着俯仰轴、滚动轴和/或偏航轴改变。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以控制专用于调整多个航空器马达中的第一航空器马达的螺旋桨叶片的间距的第一伺服马达和专用于调整多个航空器马达中的第二航空器马达的螺旋桨叶片的间距的第二伺服马达,以使航空器102的取向改变。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以控制伺服马达,以在航空器102的机翼处于第一折叠构型时或在航空器102的机翼处于展开构型时,使航空器102的取向沿着俯仰轴、滚转轴和/或偏航轴改变。

[0130] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以改变航空器102的机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可以通过控制机翼接合系统110和/或推力产生组件112(例如,向其发送控制信号)来改变航空器102的机翼的折叠角。在一些非限制性实施例中,机翼接合系统110可以通过操作驱动器(例如,线性驱动器)来使航空器102的机翼的折叠角改变,该驱动器基于控制机翼接合系统110的飞行控制系统108来改变机翼的折叠角。附加地或替代地,通过基于控制推力产生组件112的飞行控制系统108操作推力产生组件,推力产生组件112可以使航空器102的机翼的折叠角改变。

[0131] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可从第一折叠构型改变航空器102的机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于从航空器控制系统104接收的控制信号来改变航空器102的机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可以从航空器控制系统104接收控制信号,并且飞行控制系统108可以基于控制信号(例如,基于与包括在控制信号中的指定折叠角相关联的数据)改变航空器102的机翼的折叠角。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以改变航空器102的机翼的折

叠角并且维持航空器102的取向。例如,飞行控制系统108可以改变航空器102的机翼的折叠角并且维持航空器102的取向,使得在航空器102的机翼的折叠角正在改变的同时,航空器102的机身基本上与地面水平。

[0132] 现在参考图4,示出了用于自主地控制航空器在悬停构型和向前飞行构型之间的转变的处理400的非限制性实施例或方面的流程图。在一些非限制性实施例或方面中,关于处理400描述的功能中的一个或多个可以由飞行控制系统108(例如,完全地、部分地等)执行。在一些非限制性实施例或方面中,下面描述的处理400的步骤中的一个或多个可以由与飞行控制系统108分离和/或包括该飞行控制系统的另一设备或一组设备(例如,航空器控制系统104、机翼接合系统110和/或伺服马达114)(例如,完全地、部分地和/或类似地)执行。在一些非限制性实施例中,处理400可在处理300之后执行。

[0133] 如图4所示,在步骤402,处理400可以包括确定航空器已经达到目标高度。例如,飞行控制系统108可以基于控制航空器102的多个推力产生组件以在航空器102的机翼处于第一折叠构型中时使航空器垂直上升到目标高度来确定航空器102已经达到目标高度。

[0134] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以在确定航空器102已经达到目标高度之后确定航空器102的取向是否对应于预定取向。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于确定航空器102的取向不对应于预定取向来调整航空器102的飞行控制表面。

[0135] 如图4所示,在步骤404,处理400可包括从第一折叠构型改变航空器机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可基于确定航空器102已达到目标高度而从第一折叠构型改变(例如,转变)航空器102的机翼的折叠角。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的机翼的第一折叠角来设置马达控制器增益。例如,飞行控制系统108可以设置在航空器102的机翼处于第一折叠角时的马达控制器增益。

[0136] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器的空速改变航空器102的机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可以根据基于航空器空速的函数(例如,转变剖面)改变航空器102的机翼的折叠角。参考图6-8,飞行控制系统108可以根据函数600、700或800改变航空器102的机翼的折叠角,这些函数基于航空器的空速,该空速被示为航空器102的失速速度的分数。如图6-8所示,“0”的折叠分数指示航空器102的机翼处于展开构型时,而“1”的折叠分数指示航空器102的机翼处于第一折叠构型时。此外,飞行控制系统108可以基于航空器102的预定空速改变航空器102的机翼的折叠角,其中预定空速可以是航空器102的失速速度。

[0137] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器的第一空速将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠构型改变到第一折叠角,并且飞行控制系统108可以基于航空器的第二空速将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型(例如,向前飞行构型)。在一些非限制性实施例中,第一空速和第二空速可以不同。例如,第二空速可以大于第一空速。

[0138] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以以转变速度改变航空器102的机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速按第一转变速度从第一折

叠构型改变航空器102的机翼的折叠角。在一些非限制性实施例中,转变速度可以基于机翼接合系统110可以改变机翼的折叠角的速度。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以以最大转变速度将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠角(例如,与第二折叠构型相关联的折叠角)改变到展开构型。例如,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速等于航空器102的失速速度而以最大转变速度将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于在将航空器102的机翼的折叠角从第一折叠角改变到展开构型的同时确定航空器102的取向不对应于预定取向来调整航空器102的飞行控制表面。

[0139] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的机翼的构型来调整航空器102的一个或多个飞行控制表面。例如,飞行控制系统108可在航空器102的机翼从第一折叠构型改变到第二折叠构型之前调整航空器102的一个或多个飞行控制表面(例如,一个或多个襟翼)。

[0140] 如图4所示,在步骤406,处理400可以包括确定航空器机翼的折叠角是否对应于预定的折叠角。例如,飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角是否对应于预定的折叠角。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以将航空器102的机翼的折叠角与预定的折叠角进行比较,并且确定航空器102的机翼的折叠角是否对应于预定的折叠角。如果飞行控制系统108确定航空器102的机翼的折叠角匹配预定的折叠角,则飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角对应于预定的折叠角。如果飞行控制系统108确定航空器102的机翼的折叠角不匹配预定的折叠角,则飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角不对应于预定的折叠角。

[0141] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的机翼的折叠角来调整航空器102的飞行控制表面。例如,飞行控制系统108可以基于确定航空器102的机翼的折叠角对应于预定折叠角来调整航空器102的飞行控制表面。

[0142] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角是否对应于预定构型。例如,飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角,并且将机翼的折叠角与和预定构型相关联的折叠角进行比较。如果飞行控制系统108确定航空器102的机翼的折叠角匹配与预定构型相关联的折叠角,则飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角对应于预定构型。如果飞行控制系统108确定航空器102的机翼的折叠角不匹配与预定构型相关联的折叠角,则飞行控制系统108可以确定航空器102的机翼的折叠角不对应于预定构型。在一些非限制性实施例中,预定构型可以包括第二折叠构型,其可以包括航空器102的机翼具有作为在第一折叠构型和展开构型之间的中途的折叠角的构型。在一些非限制性实施例中,预定构型可以包括展开构型。

[0143] 在一些非限制性实施例中,当航空器102的机翼处于展开构型时,每个机翼的前缘沿水平方向取向。附加地或替代地,当航空器102的机翼处于展开构型时,机翼可以处于无(例如,零)接合的点处。例如,基于机翼接合系统110可以提供的接合量,机翼可以处于无接合的构型。当航空器的机翼处于展开构型时,第一推力产生组件和第二推力产生组件可以被定向成在水平方向(例如,向前飞行方向)上产生推力。这样,推力产生组件可以允许航空器102实现在期望方向上的向前飞行。

[0144] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以确定航空器102的飞行路径,并

且飞行控制系统108可以控制航空器102的多个推力产生组件以使航空器102根据飞行路径飞行。例如,飞行控制系统108可以确定航空器102的飞行路径,并且基于确定航空器的机翼的折叠角对应于与航空器102的机翼的展开构型相关联的折叠角来控制航空器102的多个推力产生组件。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可基于航空器102的重心控制航空器102的多个推力产生组件,以使航空器102根据飞行路径飞行。

[0145] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以控制伺服马达,该伺服马达专用于在航空器102的飞行期间调整航空器102的多个航空器马达中的一个或多个航空器马达的螺旋桨叶片的间距。例如,飞行控制系统108可以控制伺服马达以使航空器102的多个航空器马达中的一个或多个航空器马达的螺旋桨叶片的间距改变(例如,使螺旋桨叶片顺桨)以允许航空器102在航空器102沿着飞行路径飞行期间滑行。

[0146] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于能量消耗控制航空器102的多个推力产生组件中的一个或多个推力产生组件。例如,飞行控制系统108可以向使用电的一个或多个推力产生组件提供电力,并且可以放弃向使用内燃的一个或多个推力产生组件提供电力,以在航空器102飞行时减少能量消耗。

[0147] 现在参考图5,示出了用于自主地控制航空器在向前飞行构型和悬停构型之间的转变的处理500的非限制性实施例或方面的流程图。在一些非限制性实施例中,关于处理500描述的步骤中的一个或多个可以由飞行控制系统108(例如,完全地、部分地等)执行。在一些非限制性实施例中,下面描述的处理500的步骤中的一个或多个可以由与飞行控制系统108分离和/或包括该飞行控制系统的另一设备或一组设备(例如,航空器控制系统104、机翼接合系统110和/或伺服马达114)(例如,完全地、部分地和/或类似地)执行。在一些非限制性实施例中,处理500可在处理400的执行之后执行。

[0148] 如图5所示,在步骤502,处理500可以包括控制航空器以降低航空器的空速。例如,飞行控制系统108可以控制航空器102以使航空器102在航空器102的机翼处于展开构型时降低航空器102的空速。在一些非限制性实施例中,当航空器102的机翼处于展开构型时,飞行控制系统108可以通过控制航空器102的一个或多个推力产生组件和/或飞行控制表面以降低航空器102的空速来控制航空器102,以使航空器102降低航空器102的空速。

[0149] 如图5所示,在步骤504,处理500可以包括确定航空器的空速。例如,飞行控制系统108可以基于传感器118中的传感器(例如,传感器118中的空速传感器)来确定航空器102的空速。

[0150] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以将航空器102的空速与阈值进行比较,并且确定航空器102的空速是大于还是小于阈值。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于确定航空器的空速大于阈值来控制航空器102以使航空器减速。在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于确定航空器102的空速小于阈值来控制航空器102以使航空器加速。

[0151] 在一些非限制性实施例中,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速来控制航空器102的一个或多个推力产生组件。附加地或替代地,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速来调整航空器102的飞行控制表面。

[0152] 如图5所示,在步骤506,处理500可包括从展开构型改变航空器机翼的折叠角。例如,飞行控制系统108可以基于航空器102的空速从展开构型改变航空器102的机翼的折叠

角。在一些非限制性实施例中，飞行控制系统108可以基于航空器102的空速将航空器102的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。例如，飞行控制系统108可以以基于航空器102的空速的转变速度将航空器102的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。在一些非限制性实施例中，飞行控制系统108可以根据基于航空器102的空速的函数（例如，函数600、700或800）以转变速度将航空器102的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。在一些非限制性实施例中，飞行控制系统108可以基于确定航空器102的空速满足阈值而将航空器102的机翼的折叠角从展开构型改变到第一折叠构型。在一些非限制性实施例中，阈值可以等于航空器102的失速速度以上的值。

[0153] 注意，关于图3、图4和图5描述的步骤并不专属于相应的附图。步骤可以在图3、图4和图5之间互换，并且为了说明的目的，以上关于单独的附图进行了描述。另外，除了另外明确指出的以外，在适当的情况下，基于对所执行的给定动作的描述，可以手动、半自主或自主地实现关于图3、图4和图5描述的步骤。

[0154] 本文结合阈值描述本公开的一些非限制性实施例。如本文所述，满足阈值可以指大于阈值、超过阈值、高于阈值、大于或等于阈值、小于阈值、低于阈值、少于阈值、小于或等于阈值、等于阈值等的值。

[0155] 如上所述，本公开包括能够高效向前飞行以及慢速操纵和悬停以实现垂直起飞和着陆（VTOL）的航空器102的各种实施例。在一些非限制性实施例中，本文所述的航空器102的机架可包括机身，例如在向前飞行期间可基本水平延伸的单个细长机身。在一些非限制性实施例中，机身可以包括从其延伸的相对的机翼，并且每个机翼可以包括内部固定部分和外部折叠部分（例如，外部倾斜部分）。每个机翼的外部折叠部分可以被配置成相对于内部固定部分围绕倾斜于航空器102的纵向轴和/或横向轴的轴折叠（例如，枢转、倾斜等），所述轴例如是细长机身的纵向轴或垂直于细长机身的纵向轴的横向延伸轴。在一些非限制性实施例中，每个内部固定部分的面积可以相对小，以允许在悬停飞行期间在没有显著拖曳力的情况下存在垂直定向的气流。在一些非限制性实施例中，每个机翼的外部折叠部分的面积可以大于每个内部固定部分的面积。在一些非限制性实施例中，每个机翼的外部折叠部分可以被配置为被折叠，使得当航空器102处于悬停构型时（例如，当航空器102的机翼处于第一折叠构型时）外部折叠部分的前缘垂直地面向上方，并且使得在向前飞行期间（例如，当航空器102的机翼处于展开构型时）外部折叠部分的前缘水平地面向前方。每个机翼的外部折叠部分可以承载一个或多个推力产生组件。在一些非限制性实施例中，一个或多个推力产生组件可在当航空器102悬停时的垂直定位取向与当航空器102向前飞行时的水平定位取向之间移动。每个机翼的外部折叠部分可以表示由航空器102的机翼包围的区域和/或航空器102的重量的重要部分，并且当处于向前飞行构型时，外部折叠部分可以与内部固定部分合并以产生机翼的不间断表面。

[0156] 现在参考图9，图9提供了航空器102的机翼构型的图。如图9所示，在这里描述为第一折叠构型的机翼构型101A中，航空器102的机翼103被配置用于悬停、低速操纵和能够VTOL的飞行操作。在机翼构型101A中，机翼103相对于机身105倾斜，使得它们平行于机身105的长度地延伸，并且使得机翼103的前缘垂直朝上或朝向航空器102的机架的上表面。在机翼构型101A中，耦接到机翼103的推力产生组件107也垂直定向，并允许稳定的悬停飞行和在任何方向上相对慢速操纵。

[0157] 如图9进一步所示,当转变到机翼构型101C时,机翼103的折叠角可以从机翼构型101A变化到机翼构型101B,在此描述为第二折叠构型。如图9进一步所示,机翼103和推力产生组件107的设计可以允许从机翼构型101A到向前飞行构型(这里描述为展开构型,如机翼构型101C所示)的无缝、空气动力学良性转变。在机翼构型101C中,机翼103可以完全展开,其中机翼103的前缘水平地面向前方。在机翼构型101C中,机翼103可以产生升力以支撑航空器102的机架重量,并且航空器102的扩展飞行范围可以通过快速和空气动力学高效的飞行来实现。在一些非限制性实施例中,机翼构型101A-101C之间的转变可以从机翼构型101A进行到机翼构型101C,反之亦然。在一些非限制性实施例中,机翼构型101A-101C之间的转变可以在机翼构型101A和向前飞行构型101C之间的任何中间构型处暂停(例如暂停一段时间间隔,例如预定的时间间隔,无限期地暂停等),以便能够改变航空器102的可操纵性的程度和飞行速度。

[0158] 在一些实施例中,航空器可以包括四个螺旋桨马达(每个机翼上两个),其中两个舷内(inboard)螺旋桨/马达被设计用于在当机翼展开时的向前飞行(例如,巡航飞行、巡航等)期间的恒定速度(可变间距)。两个舷内螺旋桨/马达可以在整个飞行中保持活动,其中两个舷外螺旋桨/马达是固定间距的螺旋桨,每个螺旋桨在毂中具有折叠机构,以便于在向前飞行期间折叠螺旋桨,从而在马达关闭并且螺旋桨收起时减小螺旋桨的阻力剖面。也就是说,每个螺旋桨可以围绕折叠机构折叠,使得螺旋桨以减小阻力的方式与相应机翼的长度或轮廓成一直线。这种构型的一个优点是,通过仅以高RPM运行(四个中的)两个马达,而其它两个马达关闭并且螺旋桨折叠,可以显著提高总效率。在这种构型中,较高的电效率胜过在向前飞行期间替代地以降低的RPM运行所有四个马达的较低总效率。这还可以降低或最小化整个系统的复杂性和系统的重量。

[0159] 在一些非限制性实施例中,航空器上的所有推进器可以被配置为围绕位于马达/推进器的相应毂处的折叠机构折叠,并且因此,每个推进器可以与相应机翼的轮廓成一直线以减小阻力。当推进器在它们即将失速之前的最大L/D附近操作时,推进器可能是最高效的,并且当马达在它们的最大功率的50-70%时,马达是最高效的。

[0160] 尽管为了说明的目的,基于当前被认为是最实际和优选的实施例或方面,已经详细描述了上述方法、系统和计算机程序产品,但是应当理解,这样的细节仅仅是为了该目的,并且本公开不限于所描述的实施例或方面,而是相反,意图覆盖在所附权利要求的精神和范围内的修改和等同布置。例如,应当理解,本公开预期在可能的程度上,任何实施例或方面的一个或多个特征可以与任何其它实施例或方面的一个或多个特征组合。

100

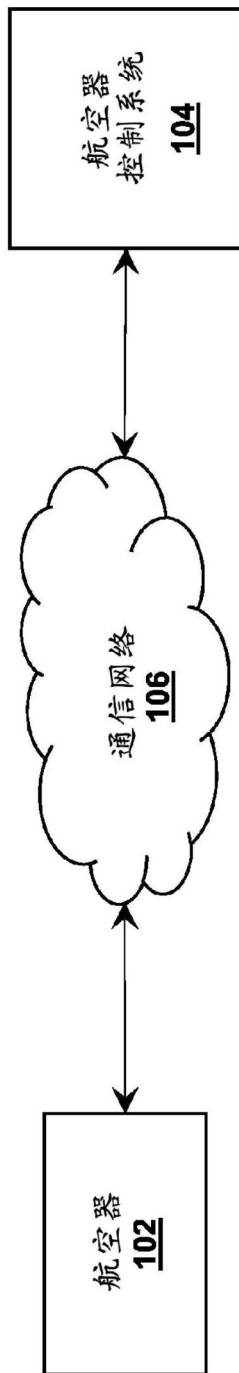


图1A

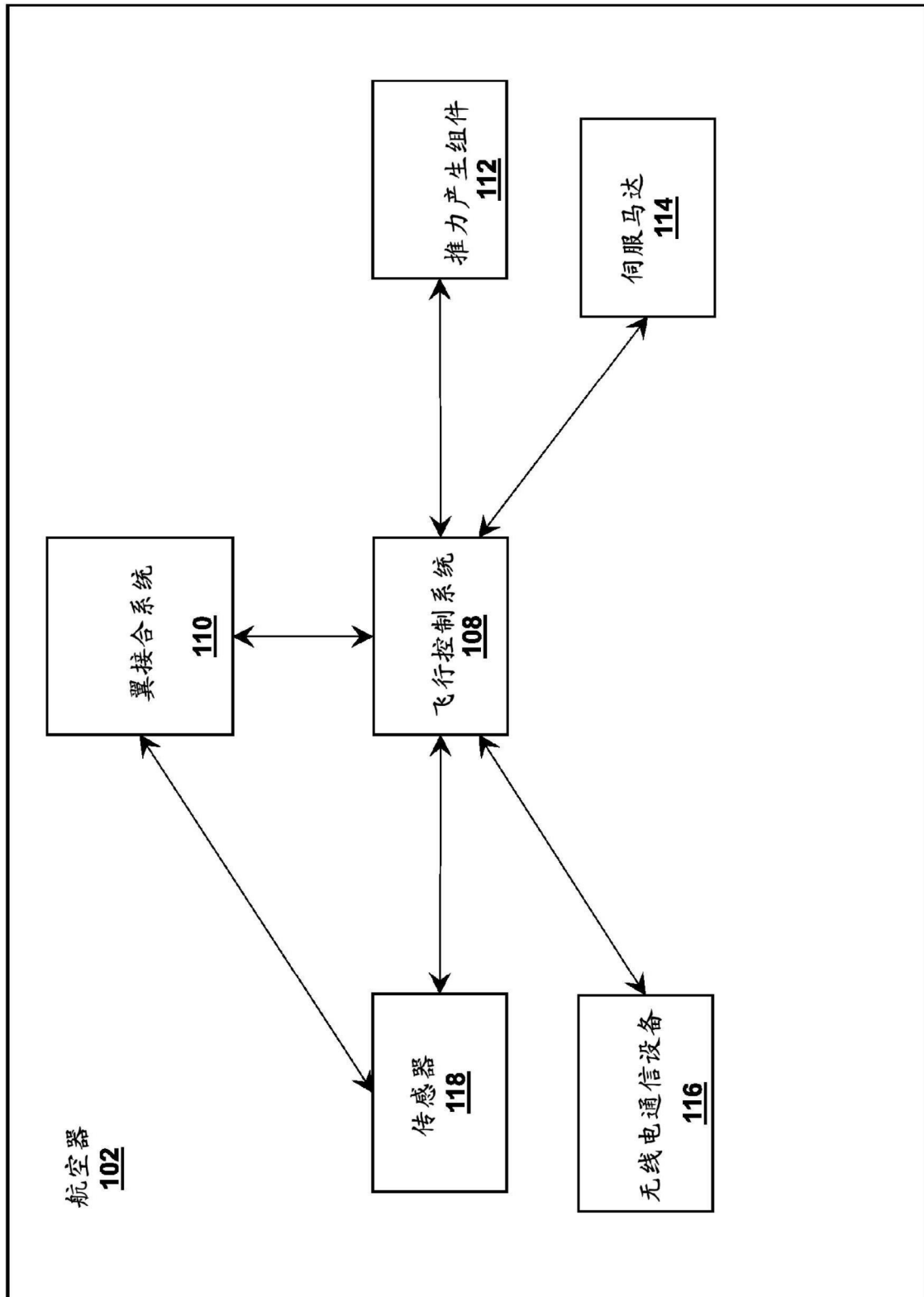


图1B

200

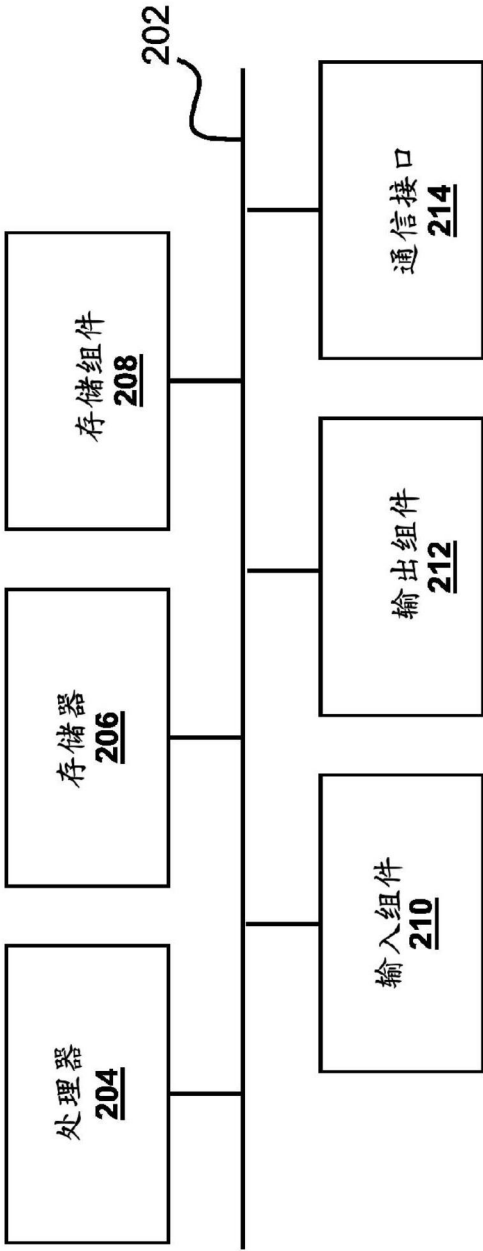


图2

300

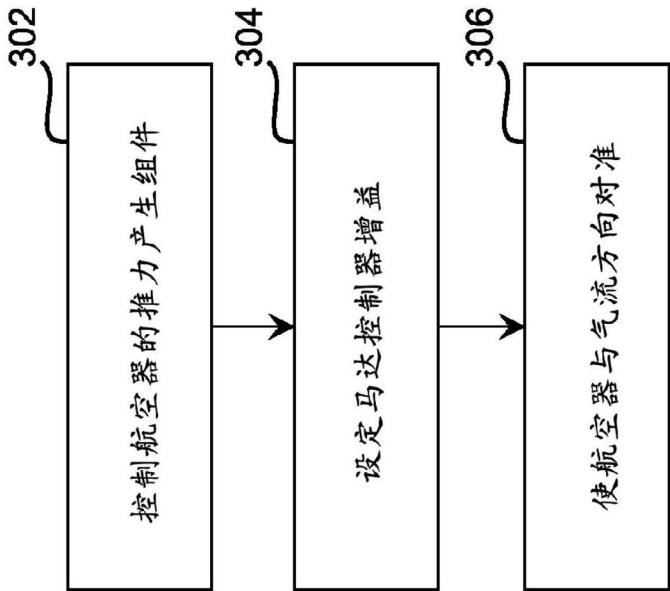


图3

400

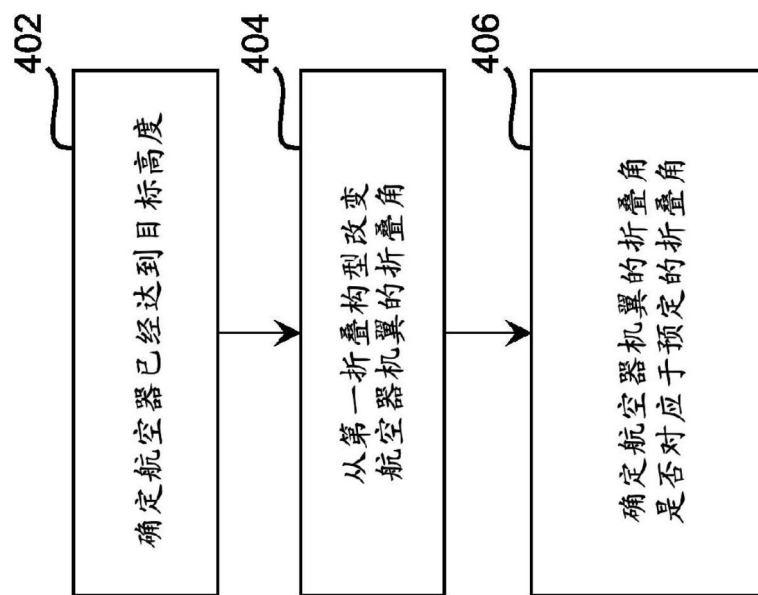


图4

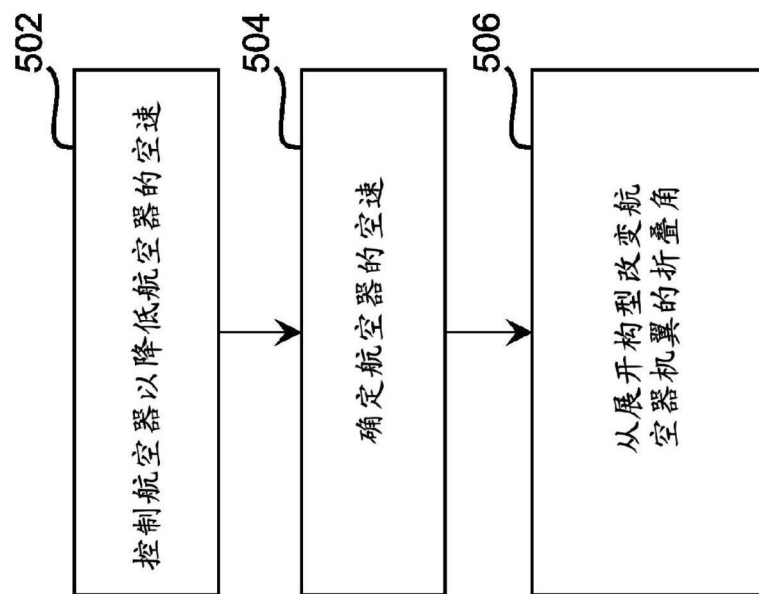
500

图5

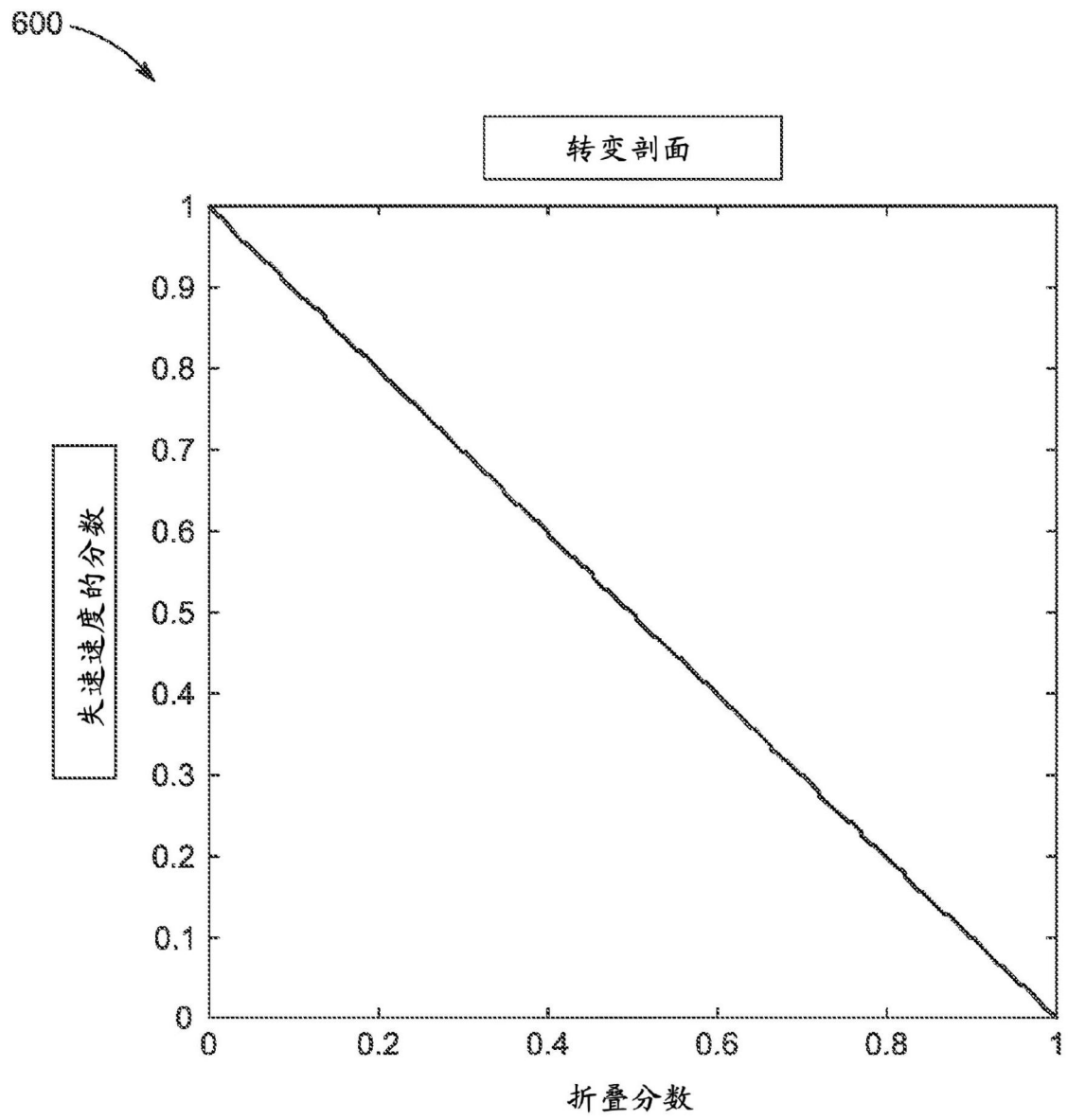


图6

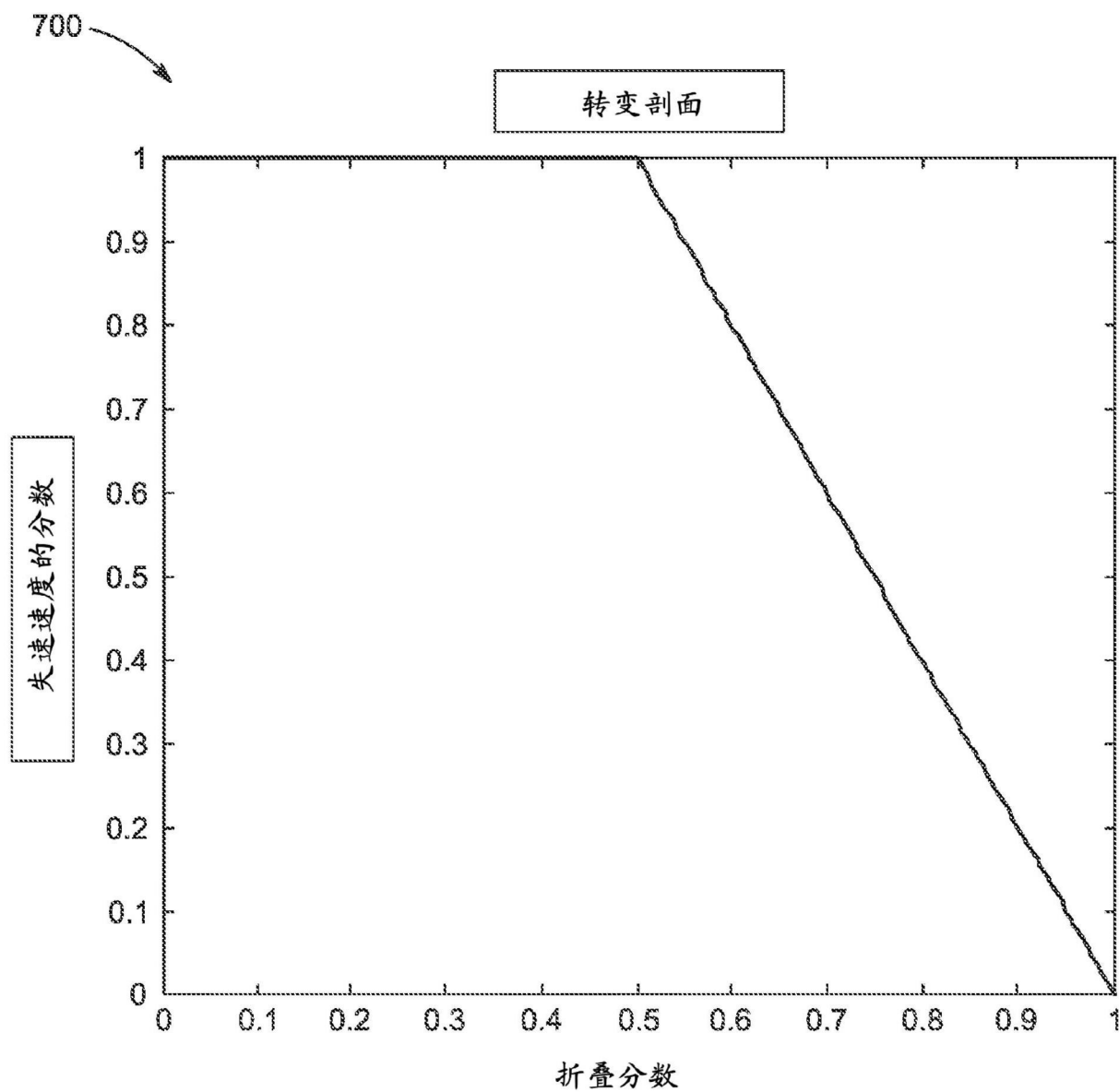


图7

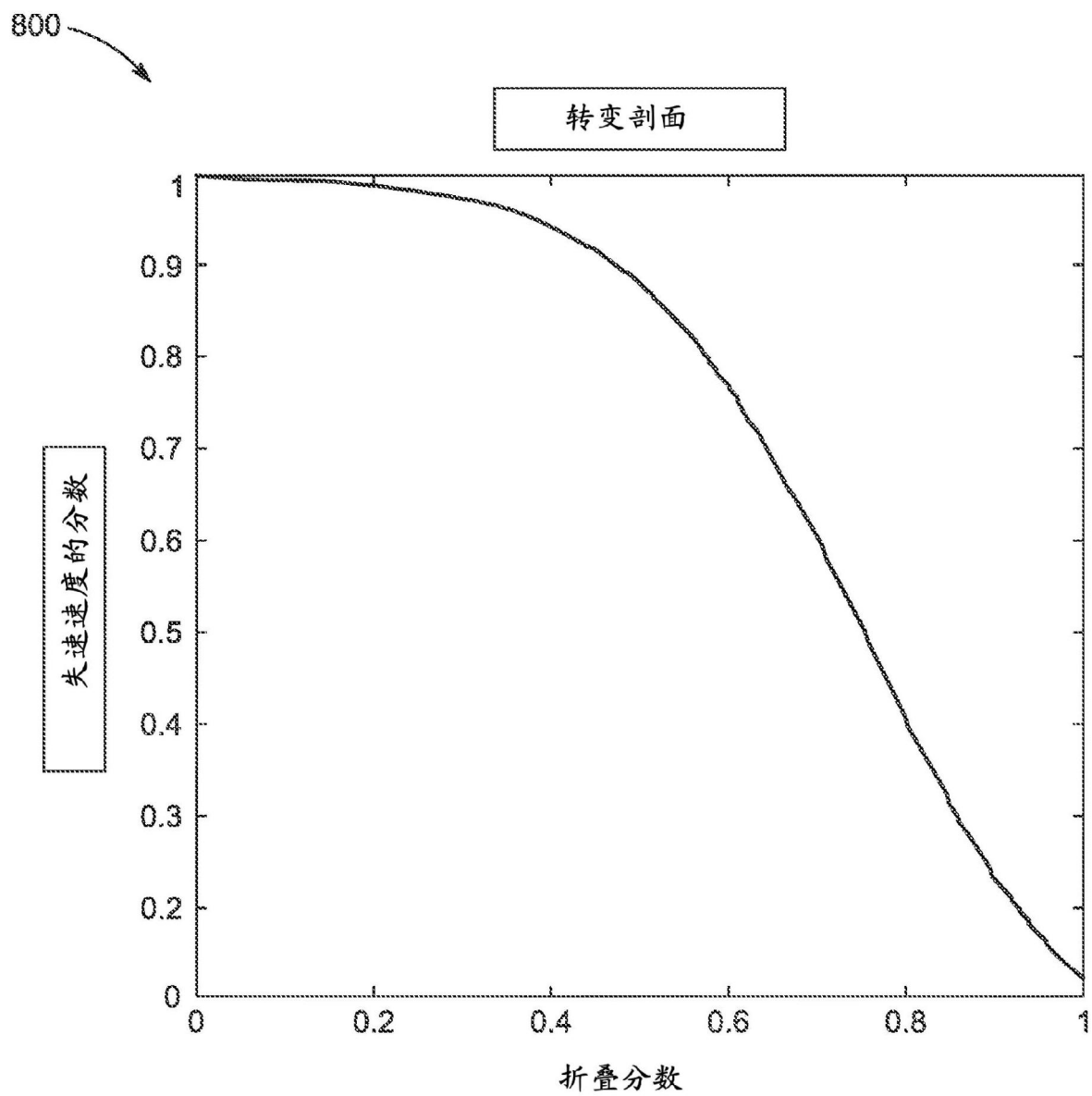


图8

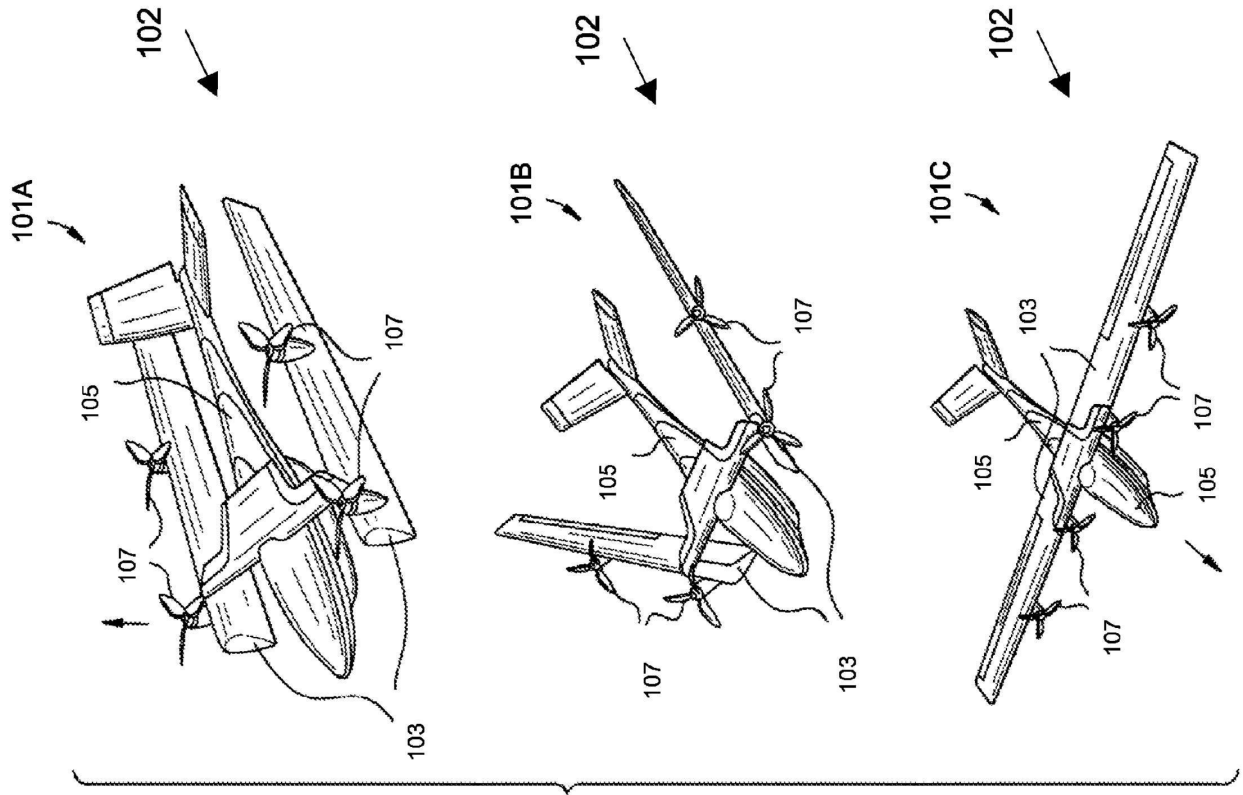


图9